

# Document made available under the Patent Cooperation Treaty (PCT)

International application number: PCT/JP04/014121

International filing date: 21 September 2004 (21.09.2004)

Document type: Certified copy of priority document

Document details: Country/Office: JP  
Number: 2004-094745  
Filing date: 29 March 2004 (29.03.2004)

Date of receipt at the International Bureau: 10 March 2005 (10.03.2005)

Remark: Priority document submitted or transmitted to the International Bureau in compliance with Rule 17.1(a) or (b)



World Intellectual Property Organization (WIPO) - Geneva, Switzerland  
Organisation Mondiale de la Propriété Intellectuelle (OMPI) - Genève, Suisse

12.10.2004

日 本 国 特 許 庁  
JAPAN PATENT OFFICE

別紙添付の書類に記載されている事項は下記の出願書類に記載されている事項と同一であることを証明する。

This is to certify that the annexed is a true copy of the following application as filed with this Office.

出 願 年 月 日  
Date of Application: 2004年 3月29日

出 願 番 号  
Application Number: 特願2004-094745  
[ST. 10/C]: [JP2004-094745]

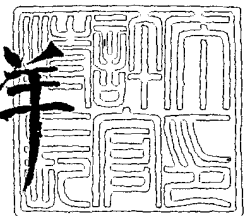
出 願 人  
Applicant(s): 国立大学法人 奈良先端科学技術大学院大学



2005年 2月24日

特許庁長官  
Commissioner,  
Japan Patent Office

小 川 洋



出証番号 出証特2004-3105321

【書類名】 特許願  
【整理番号】 193864  
【提出日】 平成16年 3月29日  
【あて先】 特許庁長官殿  
【国際特許分類】 B64C 3/00  
B64C 11/00

【発明者】  
【住所又は居所】 奈良県生駒市高山町 8 9 1 6 - 5 学生宿舍 1 - 1 1 3  
【氏名】 ウィリアム・ディー・リーケン

【発明者】  
【住所又は居所】 大阪府枚方市香里園町 1 4 - 2 0 - 4 0 6  
【氏名】 千原 國宏

【発明者】  
【住所又は居所】 奈良県奈良市中登美ヶ丘 4 - 1 - 3 - 4 0 8  
【氏名】 山口 英

【特許出願人】  
【識別番号】 500466739  
【住所又は居所】 奈良県生駒市高山町 8 9 1 6 番地 1 2  
【氏名又は名称】 財団法人奈良先端科学技術大学院大学支援財団

【代理人】  
【識別番号】 100086405  
【弁理士】  
【氏名又は名称】 河宮 治  
【電話番号】 06-6949-1261  
【ファクシミリ番号】 06-6949-0361

【選任した代理人】  
【識別番号】 100101454  
【弁理士】  
【氏名又は名称】 山田 卓二  
【電話番号】 06-6949-1261  
【ファクシミリ番号】 06-6949-0361

【選任した代理人】  
【識別番号】 100122334  
【弁理士】  
【氏名又は名称】 高橋 喜三雄  
【電話番号】 06-6949-1261  
【ファクシミリ番号】 06-6949-0361

【手数料の表示】  
【予納台帳番号】 163028  
【納付金額】 21,000円

【提出物件の目録】  
【物件名】 特許請求の範囲 1  
【物件名】 明細書 1  
【物件名】 図面 1  
【物件名】 要約書 1

**【書類名】 特許請求の範囲****【請求項 1】**

前縁、後縁、第 1 および第 2 の翼端を有し前方に向けて凸状に湾曲した平面形が弓型の前翼と、

前縁、後縁、および第 3 および第 4 の翼端を有し後方に向けて凸状に湾曲した平面形が弓型の後翼と、

前翼の第 1 の翼端と後翼の第 3 の翼端とを連結する第 1 の連結部と、

前翼の第 2 の翼端と後翼の第 4 の翼端とを連結する第 2 の連結部と、

前翼の後縁、後翼の前縁、第 1 の連結部の内側面、および第 2 の連結部の内側面により形成される中央開口部に配置された、プロペラで推進力を得る推進用エンジンと、を備えた航空機。

**【請求項 2】**

前翼の翼弦線は実質的に同一平面上に位置し、後翼の翼幅方向に関する一部または全ては、前縁が後縁よりも上側に位置するように前翼の翼弦線に対し僅かに傾斜した翼弦線を有することを特徴とする請求項 1 記載の航空機。

**【請求項 3】**

前翼の翼弦線と後翼の翼弦線とのなす角度は、翼幅方向に沿って異なり、翼幅方向に関して中央部の上記角度が最も大きいことを特徴とする請求項 2 記載の航空機。

**【請求項 4】**

後翼は、翼幅に対する一端から翼幅方向に沿った長さの割合を  $X$  (%) とし、該割合が  $X$  の位置での上記角度を  $Y$  (°) としたときに、

$$Y = 0.95 Y_0 \sim 1.05 Y_0$$

$$Y_0 = -8.5 \times 10^{-8} X^4 + 1.70 \times 10^{-5} X^3 - 1.54 \times 10^{-3} X^2 + 6.9 \times 10^{-2} X$$

を満たすように構成されることを特徴とする請求項 3 記載の航空機。

**【請求項 5】**

後翼は、上記平面と交差するように上下方向に関する位置が設定されていることを特徴とする請求項 2～4 のいずれか一つに記載の航空機。

**【請求項 6】**

前翼と後翼は略同一の平面形を有し、各翼は、翼幅方向に関して中央部から翼端に向けて翼弦長が減少するように構成されることを特徴とする請求項 1～5 のいずれか一つに記載の航空機。

**【請求項 7】**

推進用エンジンは、第 1 および第 2 のエンジンから構成され、

第 1 および第 2 のエンジンは、第 1 および第 2 の連結部からそれぞれ突出した第 1 および第 2 のストラットにより支持され、

第 1 および第 2 の連結部にはそれぞれ燃料タンクが設けられ、第 1 および第 2 のストラット内に設置した燃料パイプを介して燃料が第 1 および第 2 のエンジンに供給されることを特徴とする請求項 1～6 のいずれか一つに記載の航空機。

**【請求項 8】**

第 1 および第 2 のエンジンは、エンジンの長軸が水平方向と略平行である第 1 の位置とエンジンの長軸方向が上下方向と略平行である第 2 の位置との間で回動可能に、第 1 および第 2 のストラットに支持されていることを特徴とする請求項 7 記載の航空機。

**【請求項 9】**

後翼の後縁において、第 1 及び第 2 のエンジンの長軸の延長線で囲まれる領域にエレベータをさらに備えた請求項 7 または 8 に記載の航空機。

**【請求項 10】**

後翼の後縁において、水平方向に関してエンジンの後方に垂直尾翼をさらに備えた請求項 1～9 のいずれか一つに記載の航空機。

**【請求項 11】**

前縁、後縁、第 1 および第 2 の翼端を有し前方に向けて凸状に湾曲した平面形が弓型の前翼と、

前縁、後縁、および第 3 および第 4 の翼端を有し後方に向けて凸状に湾曲した平面形が弓型の後翼と、

前翼の第 1 の翼端と後翼の第 3 の翼端とを連結する第 1 の連結部と、

前翼の第 2 の翼端と後翼の第 4 の翼端とを連結する第 2 の連結部と、

第 1 の連結部および第 2 の連結部上にそれぞれ取り付けられた、ターボジェットエンジンまたはダクトファン方式のピストンエンジンと、  
を備え、

前翼の後縁、後翼の前縁、第 1 の連結部の内側面、および第 2 の連結部の内側面により中央開口部が形成されることを特徴とする航空機。

**【書類名】 明細書****【発明の名称】 リング状の翼構造を有する航空機****【技術分野】****【0001】**

本発明は、一般に航空機に関し、特に、リング状の翼構造を有する航空機に関する。

**【背景技術】****【0002】**

大地震などの大規模災害においては交通網が寸断され被災地に近づくことが難しい場合がある。そこで、近年、被災者の搜索や被災地の状況調査を行うために上空からの情報収集を行うカメラ付き無人ヘリコプタが研究されている。

**【0003】**

なお、特許文献1には、前翼、後翼、およびこれら翼を連結する一对の翼端からなり、外周が円形の航空機が開示されている。

【特許文献1】 米国特許第5, 520, 355号

**【発明の開示】****【発明が解決しようとする課題】****【0004】**

しかしながら、無人ヘリコプタの機動力を生かして詳細な探索のためにヘリコプタの高度を下げて被災地にさらに接近させると、ヘリコプタの翼が建物などの壁に接触して2次災害を引き起こす恐れがある。

**【0005】**

そこで、本発明は、居住地域など危険地域において安全に飛行できる航空機を提供することを目的とする。

**【課題を解決するための手段】****【0006】**

上記目的を達成するために、本発明に係る航空機の一態様は、前縁、後縁、第1および第2の翼端を有し前方に向けて凸状に湾曲した平面形が弓型の前翼と、

前縁、後縁、および第3および第4の翼端を有し後方に向けて凸状に湾曲した平面形が弓型の後翼と、

前翼の第1の翼端と後翼の第3の翼端とを連結する第1の連結部と、

前翼の第2の翼端と後翼の第4の翼端とを連結する第2の連結部と、

前翼の後縁、後翼の前縁、第1の連結部の内側面、および第2の連結部の内側面により形成される中央開口部に配置された、プロペラで推進力を得る推進用エンジンと、を備えることを特徴とする。

**【0007】**

本明細書および請求項中、「前」、「後」、「上」、「下」、「水平」等、方向を表す用語は、水平直線飛行時における航空機の姿勢を基準としたものである。

**【発明の効果】****【0008】**

本発明の一態様によれば、プロペラが中央開口部に位置しているので、プロペラが建物の壁などに衝突することはなく、したがって危険地域において航空機が安全に飛行できる。

**【発明を実施するための最良の形態】****【0009】**

以下、添付図面を参照して本発明に係る実施の形態を説明する。以下の説明では、本発明を無人航空機に適用した例を説明するが、有人の航空機に適用することも可能である。また、本発明は、災害時における情報収集の目的以外に、例えば、上空からの警備や監視、あるいは玩具用など、多種多様な分野で利用可能である。

**【0010】**

図1～6は、本発明に係る航空機の一実施形態を示す。全体を符号2で示す航空機は、主翼として略同一の弓型平面形を有する前翼4および後翼6と、これら翼4, 6を翼端で連結するエアロダイナミックシェイプを有する一对の連結部(パイロン)8L, 8Rとを備える。航空機2は水平方向に沿った軸に関してほぼ線対称の形状を有し、以下、この軸を基準線という。航空機2を後方から前方に向けて見たとき(図5)、基準線の左側に位置する構成要素に用語「左側(L)」、右側に位置する構成要素に用語「右側(R)」を適宜付して説明する。

#### 【0011】

前翼4は、半円状の前縁4F、半楕円状の後縁4B、連結部8Lと連結する翼端(第1の翼端)4E<sub>1</sub>、および連結部8Rと連結する翼端(第2の翼端)4E<sub>2</sub>を有し、中央から前方に向けて凸状に湾曲した翼である。一方、後翼6は、前翼4の後縁4Bの半楕円と同じ短径・長径を有する半楕円状の前縁6F、前翼4の前縁4Fと同じ曲率の半円状の後縁6B、連結部8Lと連結する翼端(第3の翼端)6E<sub>1</sub>および連結部8Rと連結する翼端(第4の翼端)6E<sub>2</sub>を有し、中央から後方に向けて(前翼4とは逆方向に)凸状に湾曲した翼である。前翼4および後翼6の翼型は、所定の厚みおよび形状を有する。一例として翼型はNACA2412である。前翼4の半円形前縁4F、半楕円形後縁4Bおよび後翼6の半楕円形前縁6F、半楕円形後縁6Bは、同心状に形成されている。以下、同心軸の伸びる方向を上下方向という。前翼4の前縁4F、後翼6の後縁6B、および連結部8L, 8Rの外側面により、航空機2の外形がほぼ円形状に形成されている。前翼4の後縁4B、後翼6の前縁6F、および連結部8L, 8Rの内側面により、航空機2の中央開口部9の境界が形成されている。

#### 【0012】

前翼4の翼弦線は、実質的に、上下方向に直交する水平面上に位置する。後翼6は、翼幅方向に関して一部または全部が、前縁6Fが後縁6Bよりも上側に位置するよう前翼4の翼弦線に対し僅かに傾斜した翼弦線を有する。後翼6の上下方向に関する位置は、後翼6が前翼4の翼弦線を実質的に含む上記水平面と交差するように設定されている。本実施形態では、航空機2の重心は、上記水平面と同心軸との交点の僅かに前方に位置するようにしてある。本発明者は、数値シミュレーションにより、後翼6の翼弦線が前翼4の翼弦線と平行であると航空機2の飛行中に重心周りに前翼4が上がる傾向があることを発見した。そこで、航空機2のトリムを取るために、後翼6の幅方向に関して一部または全部において、前縁6Fが後縁6Bよりも上側に位置するよう翼弦線を水平方向に対し僅かに傾斜させ、これにより後翼6に前翼4よりも大きな揚力を発生させている。

#### 【0013】

前翼4の後縁4Bには、一对のフラップ10L, 10Rが取り付けられてあるとともに、後翼6の後縁6Bには、航空機2の水平方向に関してフラップ10L, 10Rの後方に、一对のフラップ11L, 11Rが取り付けられてあり、これにより離着陸時に翼4, 6の揚力係数を上げて、短い距離で離着陸が行えるようになっている。前翼4の後縁4Bにはまた、内側端がフラップ10L, 10R外側端、外側端が翼端4E<sub>1</sub>, 4E<sub>2</sub>近傍に位置するよう一对のエロン12L, 12Rが取り付けられてある。一方、後翼6の後縁6Bには、航空機2の水平方向に関してエロン12L, 12Rの後方に、内側端がフラップ11L, 11R外側端、外側端が翼端6E<sub>1</sub>, 6E<sub>2</sub>近傍に位置するよう、一对のエロン14L, 14Rが取り付けられてある。左側エロン12L, 14Lの上げ下げは同時または別々に行われるようにしてある。右側エロン12R, 14Rの上げ下げもまた同時または別々に行われるようにしてある。例えば、右側エロンを上げると同時に左側エロンを下げることで、あるいは、右側エロンを下げるると同時に左側エロンを上げることで、航空機2のロール方向の姿勢を制御する。後翼6中央部の後縁6Bには、航空機2のピッチ方向の姿勢を制御するために、フラップ11L, 11Rの間にエレベータ16が取り付けられてある。エレベータ16のトリム調整を行うことで、後翼6の中央部における翼弦線の前翼4の翼弦線に対する角度を微調整してもよい。

#### 【0014】

図4に示すように、各連結部8L、8Rの内部には燃料タンク（図示しない）と後輪20L、20Rの収容部21L、21Rとが設けてある。連結部8L、8Rの上面にはそれぞれ、垂直尾翼22L、22Rが取り付けられている。垂直尾翼22L、22Rの後縁には、航空機2のヨー方向の姿勢を制御するためのラダー24L、24Rが取り付けられている。

#### 【0015】

前翼4の後縁4B、後翼6の前縁6F、および連結部8L、8Rの内側面により形成される中央開口部9の中心付近には、エアロダイナミックシェイプを有する中央室26が配置されている。中央室26には、不図示のカメラが搭載されており前方の窓28を介して撮像を行うようになっている。中央室26にはまた、図4に示すように前輪30の収容部32が設けてある。図示は省略するが、中央室26にはさらに、外部からの指令を受信したり、撮像映像等を送信したりするためのアンテナなどの無線送受信機や、受信した指令に応じて各操縦翼面（フラップ、エルロン、エレベータ、ラダー）を駆動するサーボ機構に信号を有線または無線で送るための制御装置が収容されている。中央室26は、その中心（上記同心軸）より前側の両側面から突出した幅広のストラット（支柱）34L、34Rを介して連結部8L、8Rの前翼の翼端4E<sub>1</sub>、4E<sub>2</sub>近傍（図4参照）と、その中央両側面から突出した幅狭のストラット36L、36Rを介して連結部8L、8Rの後翼6の翼端6E<sub>1</sub>、6E<sub>2</sub>近傍（図4参照）と、中央室後部を介して後翼6の前縁6Fの中央部と連結されている。中央室26は、ストラット34L、34R、36L、36Rのみで支持してもよい。

#### 【0016】

各ストラット34L、34Rの途中には、推進用エンジンとして、前方にプロペラ37L、37Rの付いたエアロダイナミックシェイプを有するエンジン38L、38Rが取り付けられている。プロペラ37L、37Rの回転方向は逆である。エンジン38L、38Rには、制御装置の指令を受けて連結部8L、8R内の燃料タンクからストラット34L、34R内の燃料パイプ（図示しない）を介して燃料が供給され、これによりプロペラが回転するようになっている。後翼6のエレベータ16は、エンジン38L、38Rの長軸（プロペラの回転軸）の延長線により囲まれる領域内に配置されており、これによりプロペラ後流がエレベータ16に当たって渦が発生して航空機2の性能が低下するのを防止するようにしてある。本実施形態では、後翼6のフラップ11L、11Rは、水平方向に関してエンジン38L、38Rの後方に位置し、これによりプロペラ後流をフラップ11L、11Rに当てて流れを下向きに曲げ、揚力を増大させることができるようにしてある。

#### 【0017】

エンジン38L、38Rは、ストラット34L、34Rに回転可能に支持されており、制御装置の指令により、図1に示すようにプロペラ37L、37Rの回転軸が水平方向とほぼ平行となる水平位置（第1の位置）と、図7に示すようにプロペラ37L、37Rの回転軸が水平方向に対し略直交する垂直位置（第2の位置）との間で約90°回転できるようにしてある。エンジン38L、38Rは垂直位置よりも図6の時計回り方向にさらに回転できるようにしてもよい。

#### 【0018】

かかる構成を備えた航空機2において、離陸時、図7に示すようにエンジン38L、38Rを垂直位置に設定した状態で、プロペラ37L、37Rを回転すると鉛直上方に向けて離陸する。必要ならばフラップ10L、10R、11L、11Rを下げる。離陸後、エンジン38L、38Rを水平位置に戻すとともに、エレベータ16を下げて迎え角を大きくする。その結果、航空機2は、斜め上方に向けて飛行する。航空機2は、エレベータ16を元の位置に戻すことで水平飛行する。必要に応じて、航空機2は、再びエンジン38L、38Rを垂直位置に戻すことによりホバーリングする。

#### 【0019】

本実施形態によれば、プロペラ37L、37Rが翼4、6で囲まれた中央開口部9に位置しているので、プロペラが建物の壁に衝突することはない、したがって、居住地域などの危険領域、あるいは、狭い区域場合によっては建物内においても航空機2を安全に操縦



できる。また、エンジン 38 L, 38 R と燃料タンクが離れているので、仮に墜落しても高温のエンジンにより燃料タンク内の燃料が発火することを防止できる。さらに、中央開口部 9 の境界を形成する前翼 4 の後縁 4 B と後翼 6 の前縁 6 F は、水平方向と直交する方向に長径を有する半楕円形をなすため、中央開口部 9 のスペースをできるだけ広げることができ、その結果、中央開口部 9 に配置するエンジン 38 L, 38 R (プロペラ 37 L, 37 R) や中央室 26 を大型化できる。

#### 【0020】

また、リング状の翼構造を有する本実施形態に係る航空機 2 は、小型化しても比較的大きな翼面積を確保することができるので、狭い区域での飛行を可能とする利点を有する。さらに、リング状の翼構造では、揚力が重心周りに分布するため、低速での安定性が高い。加えて、リング状の翼構造は、回復不可能なスピン状態に陥りにくい利点を有する。これは、航空機 2 が横や斜めから突風を受けても、(通常の翼とは異なり) 前翼 4 の前縁 4 F および後翼 6 の後縁 6 B のエッジの一部が突風の方角に対し約 90 度をなすため揚力が発生するからである。

#### 【0021】

本発明者は、数値シミュレーションにより、前翼 4 の翼弦線と後翼 6 の翼弦線とのなす角度を、翼幅方向に沿って異ならせ中央部の角度を最も大きくすることにより、航空機 2 の姿勢が安定することを確認した。より好ましくは、翼幅に対する一端から翼幅方向に沿った長さの割合を  $X$  ( $0 \sim 100\%$ ) とし、この割合が  $X$  の位置での上記角度を  $Y$  ( $^\circ$ ) としたときに、 $Y = 0.95Y_0 \sim 1.05Y_0$ ,  $Y_0 = -8.5 \times 10^{-8} X^4 + 1.70 \times 10^{-5} X^3 - 1.54 \times 10^{-3} X^2 + 6.9 \times 10^{-2} X$  である。

#### 【0022】

以上の説明は、本発明の一実施形態にかかるもので、本発明はこれに限らず、種々改変可能である。例えば、上記実施形態では、前翼 4 の翼弦線は水平面内に位置したが、前翼 4 の翼弦線を前縁 4 F が後縁 4 B より僅かに下側に位置するように設定しても、後翼 6 の翼弦線を前縁 6 F が後縁 6 B より僅かに上側に位置するように設定することで、航空機 2 の姿勢の安定化を図ることは可能である。

#### 【0023】

また、上記実施形態では、前翼 4 の前縁 4 F を半円形、後縁 4 B を半楕円形、後翼 6 の前縁 6 F を半楕円形、後縁 6 B を半円形とし、これら半円および半楕円形を同心状に設計したが、各翼 4, 6 を中央部から翼端に向けて翼弦長が減少するように設計し、これにより中央開口部 9 のスペースを十分に確保して該スペースに大型の構成要素を配置できるようにするのであれば、エッジ形状は上記実施形態に限らない。例えば、前翼の前縁や後翼の後縁が半楕円形であったり、前翼の前縁と後縁の中心位置が異なったり、後翼の前縁と後縁の中心位置が異なってもよい。

#### 【0024】

さらに、上記実施形態では垂直尾翼 22 L, 22 R は連結部 8 L, 8 R の上面に設けたが、図 8 に示す航空機 2' のように、垂直尾翼 22 L', 22 R' を後翼 6 の上面に取り付けてもよい。この場合、上記実施形態に比べて、垂直尾翼 22 L', 22 R' 間、したがってラダー 24 L', 24 R' 間の距離が短く、小さなラダー角で大きなヨー角を得ることができ、その結果航空機の機動力を高めることができる。これに加えて、ラダー 24 L', 24 R' を水平方向に関してエンジン 38 L, 38 R の後方に設け、プロペラ後流をラダー 24 L', 24 R' に当てることでラダーの性能を高めるようにしてもよい。

#### 【0025】

上記実施形態では、エンジン 38 L, 38 R を垂直位置に設定することで垂直離着陸できるよう構成されているため、フラップ 10 L, 10 R, 11 L, 11 R は省略可能である。代わりに、エンジン 38 L, 38 R を水平位置に固定してもよい。この場合、フラップ 10 L, 10 R, 11 L, 11 R を駆動することで離着陸が行われる。エンジン 38 L, 38 R を水平位置に固定する場合、中央室 26 の上部にヘリコプタで用いられる(上下方向に伸びた回転軸を有する)プロペラを取り付け、これによりホバーリングができるよ

うにしてもよい。例えば、プロペラを一つのみ取り付け、ホバーリング時にエンジン 38 L, 38 R の出力を調整することで上記プロペラで発生する回転モーメントを打ち消すようにしてもよいし、逆方向に回転する一対のプロペラを上下方向に間隔をあけて取り付けてもよい。いずれの場合も、中央室をリング構造の翼の下方に配置させ、プロペラをリング構造の翼と同程度の高さ（上下方向位置）に配置するほうが、航空機の飛行の安全性をより高めることができる。

【0026】

（フラップ 11 L, 11 R を省略する場合）、エルロン 14 L, 14 R を水平方向に関してエンジン 38 L, 38 R の後方まで伸ばし、プロペラ後流をエルロンに当てることでエルロンの性能を高めるようにしてもよい。

【0027】

また、上記実施形態では、エンジン 38 L, 38 R の前方にプロペラ 34 L, 34 R を設けたが、代わりに、エンジンの後方にいわゆる推進プロペラを設けてもよい。この場合、中央室 26 の前部を前翼 4 に取り付け（上記実施形態に比べて中央室 26 を前に移動させる）、これにより中央開口部 9 における推進プロペラ用のスペースを広げるのが好ましい。

【0028】

さらに、有人の航空機の場合、中央室 26 をキャビンとして利用してもよい。

【0029】

加えて、上記実施形態のように無人の航空機の場合、中央開口部 9 内に配置された中央室 26、エンジン 38 R, 38 L などの構成要素を省略し、代わりに、垂直離着陸（VTOL）機用のエンジン（エンジンの長軸を水平方向と直交させる）を設けてもよい。この場合、エンジンのプロペラで発生する回転モーメントを打ち消すための通常のエンジンを航空機に取り付ける必要がある。代わりに、プロペラが逆方向に回転する一対の VTOL 機用のエンジンを設けてもよい。VTOL 機用のエンジンを中央開口部 9 に設ける場合であっても、中央室をリング構造の翼の下方に配置させることは可能である。

【0030】

さらにまた、上記実施形態では、プロペラ 37 L, 37 R で大量の空気を噴き出して加速する反作用を利用するピストンエンジン 38 L, 38 R を用いたが、このようなエンジンの代わりに、連結部 8 L, 8 R 上にターボジェットエンジンまたはダクトファン方式のピストンエンジンを取り付けてもよい。この場合も上記実施形態と同様に、居住地域など危険地域において航空機を安全に操縦できる。上記エンジンを連結部 8 L, 8 R 上に設ける場合、中央開口部 9 に VTOL 機用のエンジンを設けてもよい。

【0031】

また、図 9 に示す航空機 2” のように、後翼 6 の後縁 6 B の左右エルロンを内側エルロンと外側エルロンに分かれた一対のスプリットエルロン 14 L”, 14 R” とし、これらスプリットエルロンを制御して航空機のヨー方向の姿勢制御を行うようにしてもよい。この場合、垂直尾翼を省略できる。代わりに、エンジン 38 L, 38 R 同士の推力を異ならせることでヨー方向の姿勢制御を行うことも可能である（一方、例えば右側エンジン 38 R の推力を減らすことで航空機は右方向に回転する。）。いずれにしても、垂直尾翼を省略することでステルス性を高めることができる。

【図面の簡単な説明】

【0032】

【図 1】 本発明に係る航空機の一実施形態を示す斜視図。

【図 2】 図 1 の航空機の正面図。

【図 3】 図 1 の航空機の上面図。

【図 4】 図 1 の航空機の底面図。

【図 5】 図 1 の航空機の背面図。

【図 6】 図 1 の航空機の側面図。

【図 7】 図 1 の航空機においてエンジンが垂直位置にある状態を示す斜視図。

【図 8】本発明に係る航空機の別の実施形態を示す斜視図。

【図 9】本発明に係る航空機のさらに別の実施形態を示す斜視図。

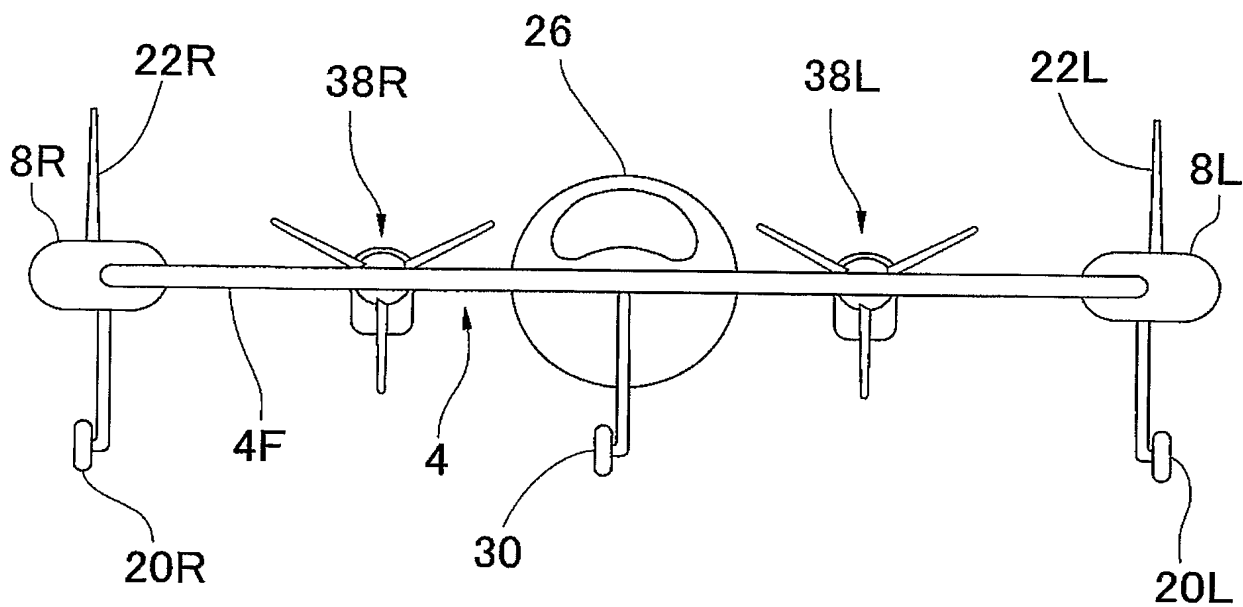
【符号の説明】

【 0 0 3 3 】

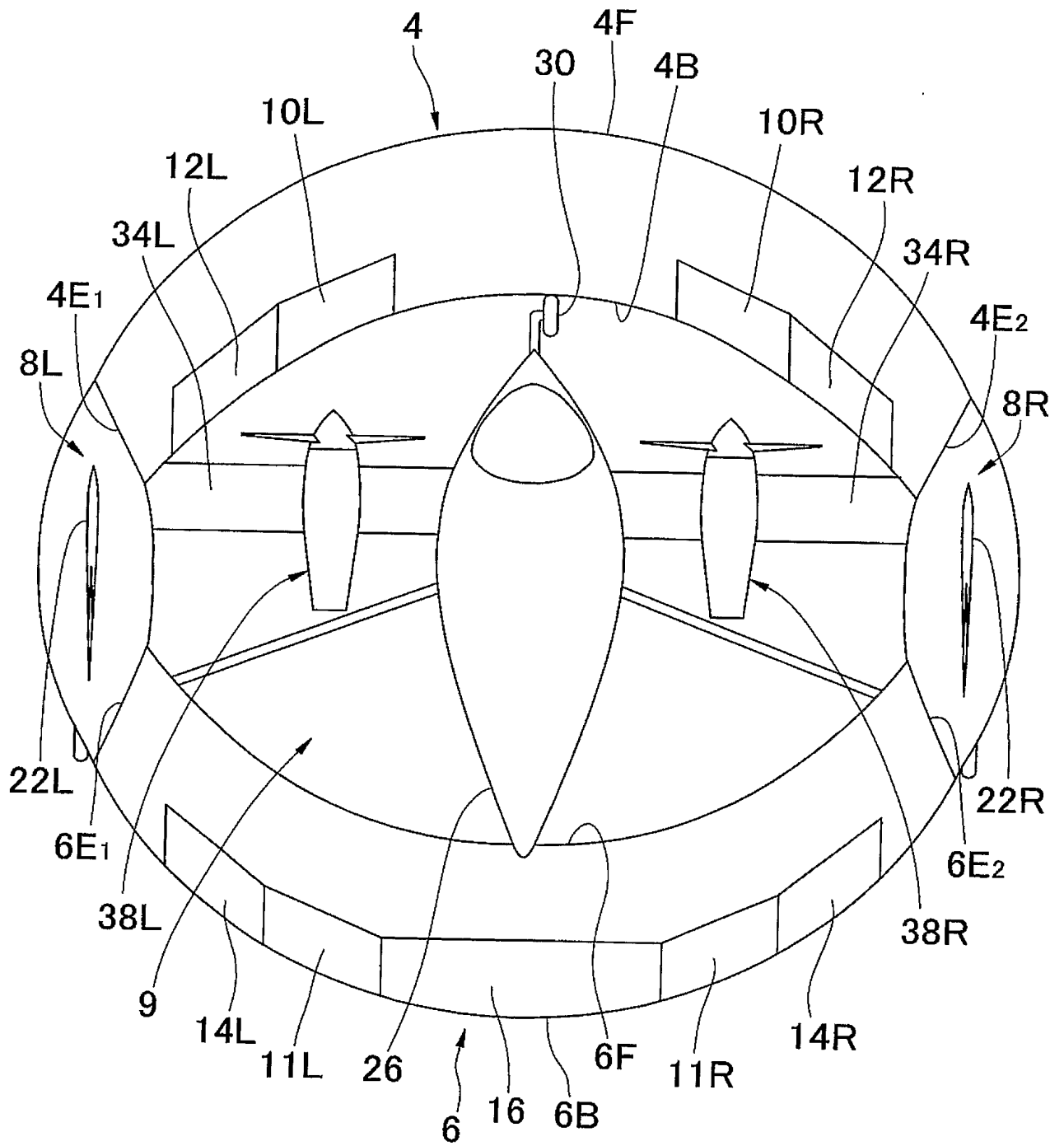
- 2 航空機
- 4 前翼
- 4 F 前翼の前縁
- 4 B 前翼の後縁
- 4 E<sub>1</sub> , 4 E<sub>2</sub> 前翼の翼端
- 6 後翼
- 6 F 後翼の前縁
- 6 B 後翼の後縁
- 6 E<sub>1</sub> , 6 E<sub>2</sub> 後翼の翼端
- 8 L, 8 R 連結部
- 9 中央開口部
- 1 6 エレベータ
- 2 2 L, 2 2 R 垂直尾翼
- 2 4 L, 2 4 R ラダー
- 3 4 L, 3 4 R ストラット
- 3 7 L, 3 7 R プロペラ
- 3 8 L, 3 8 R エンジン



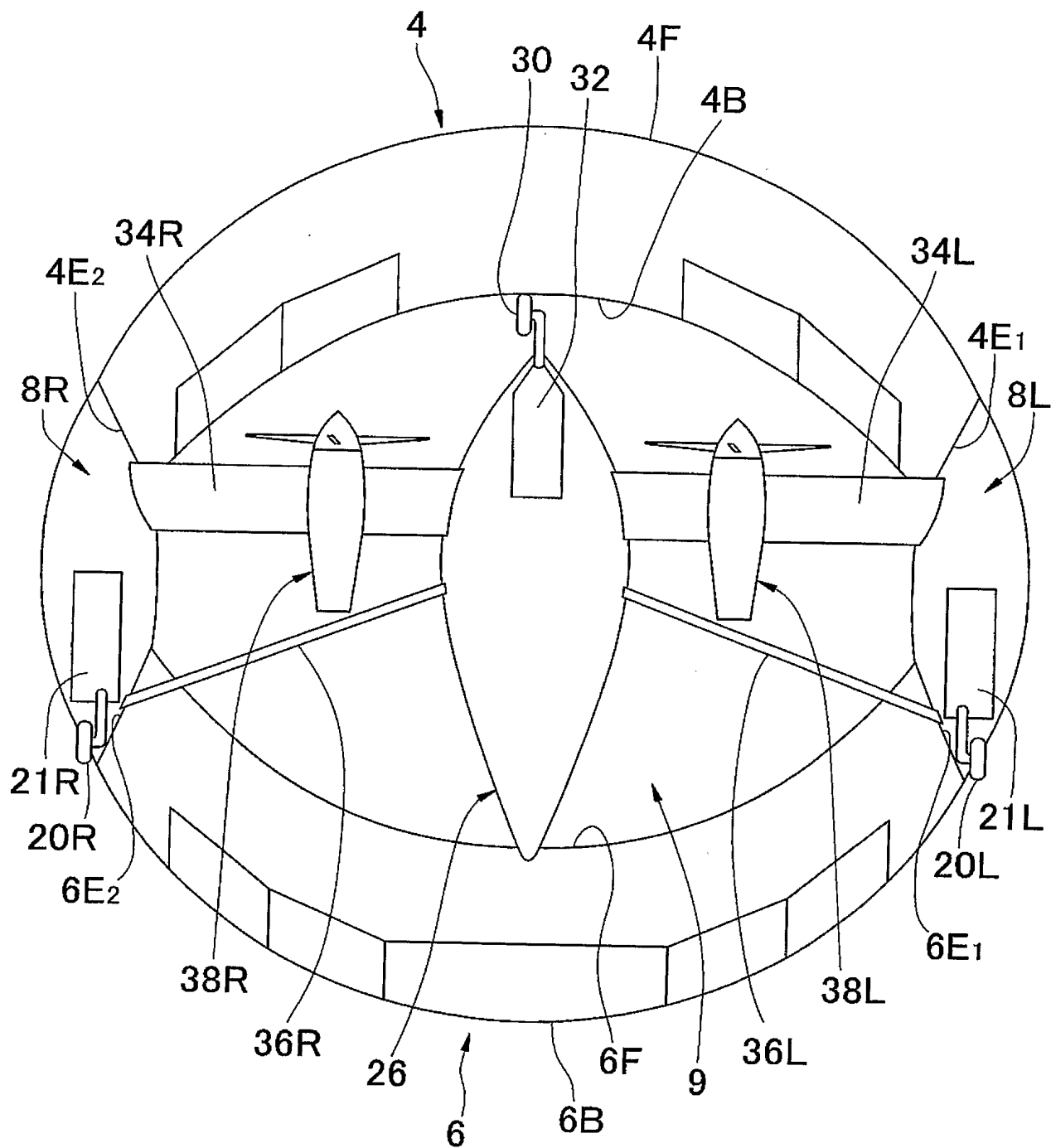
【図 2】



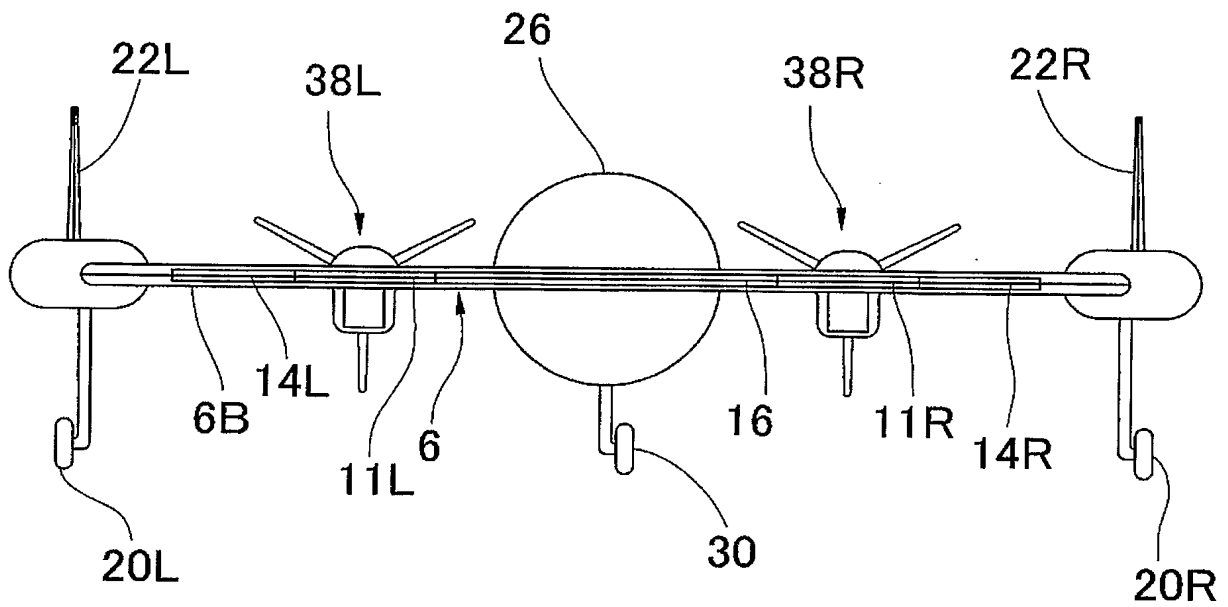
【図 3】



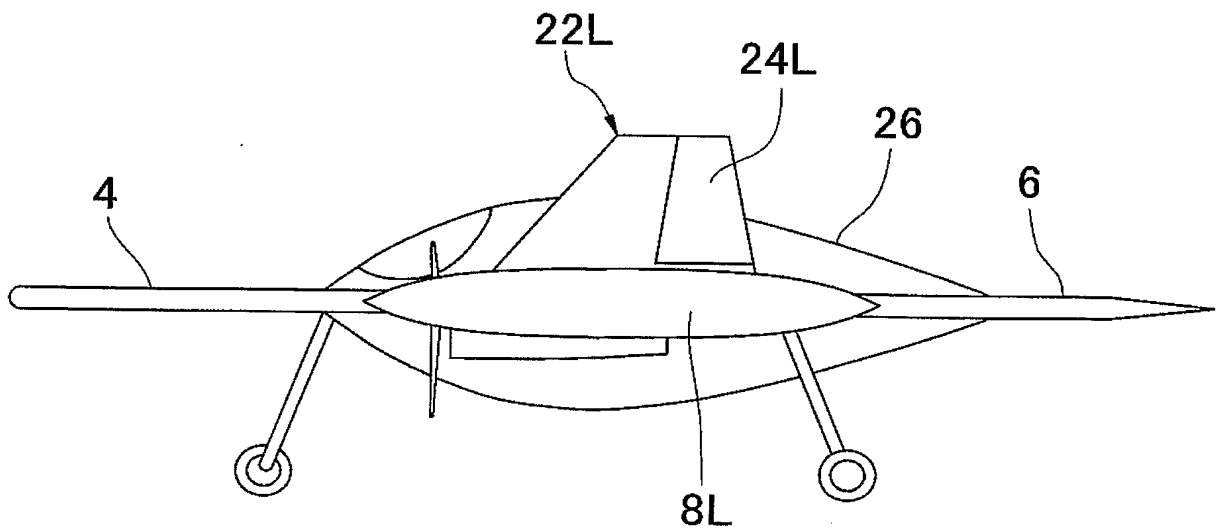
【図 4】



【図 5】

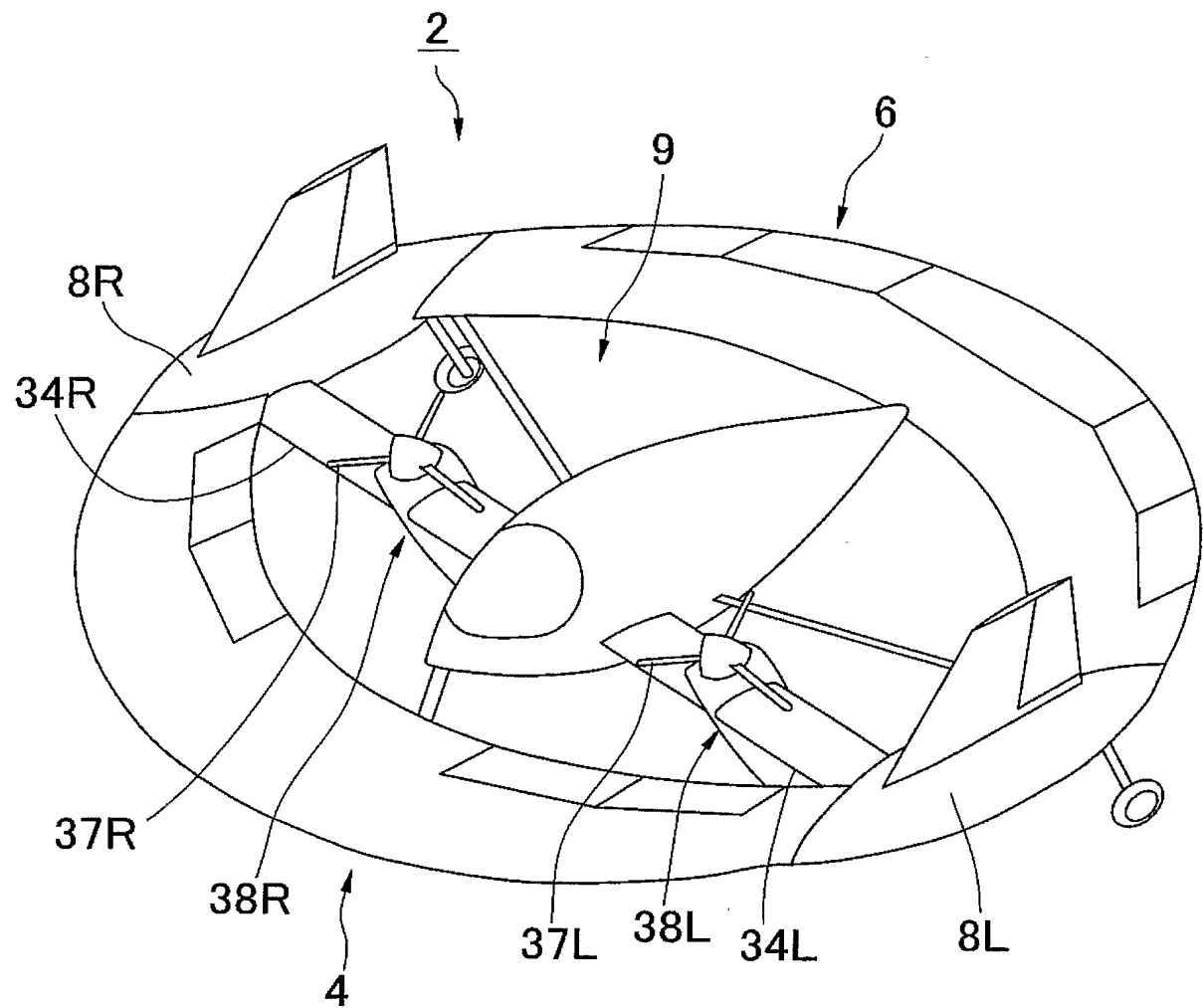


【図 6】

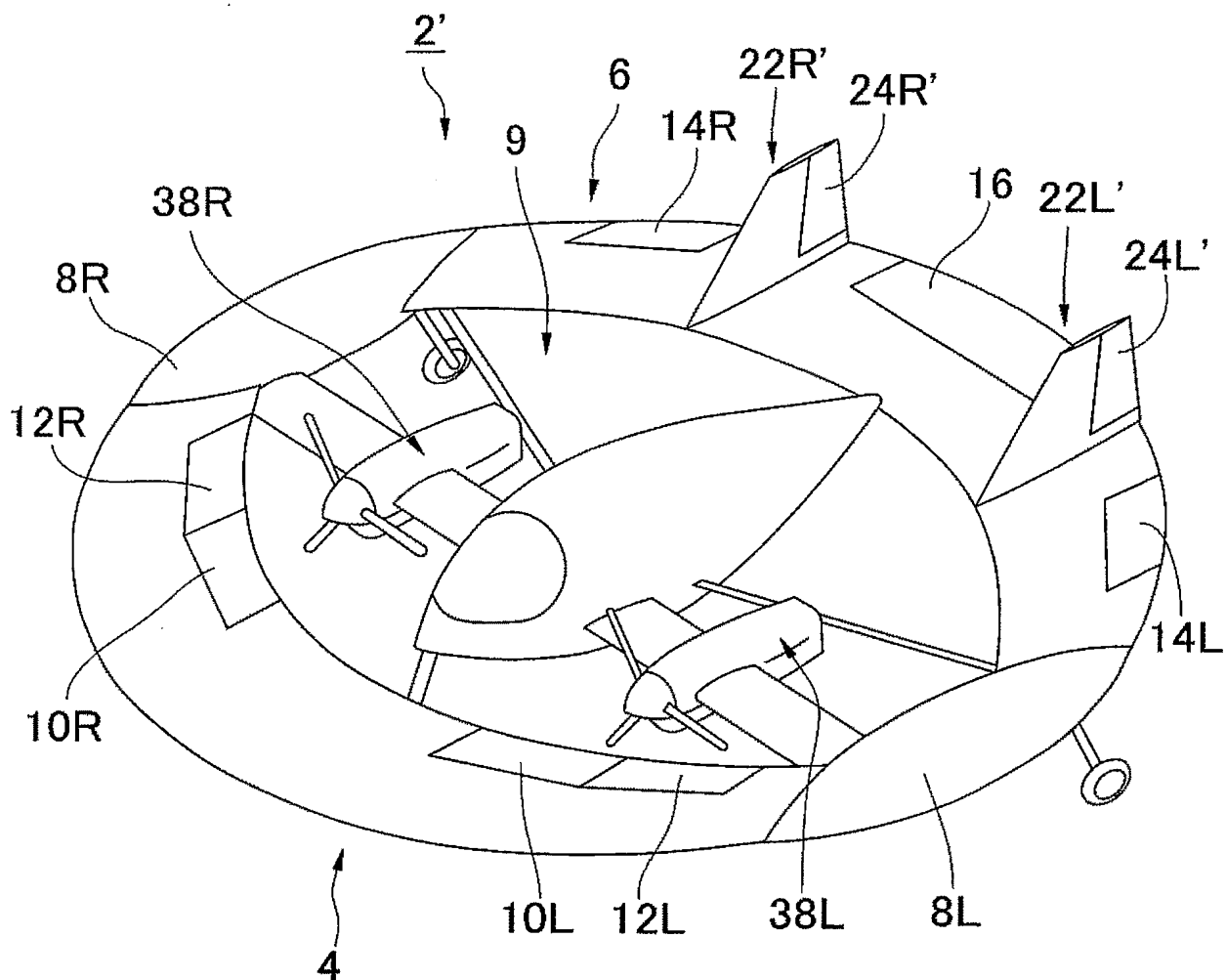




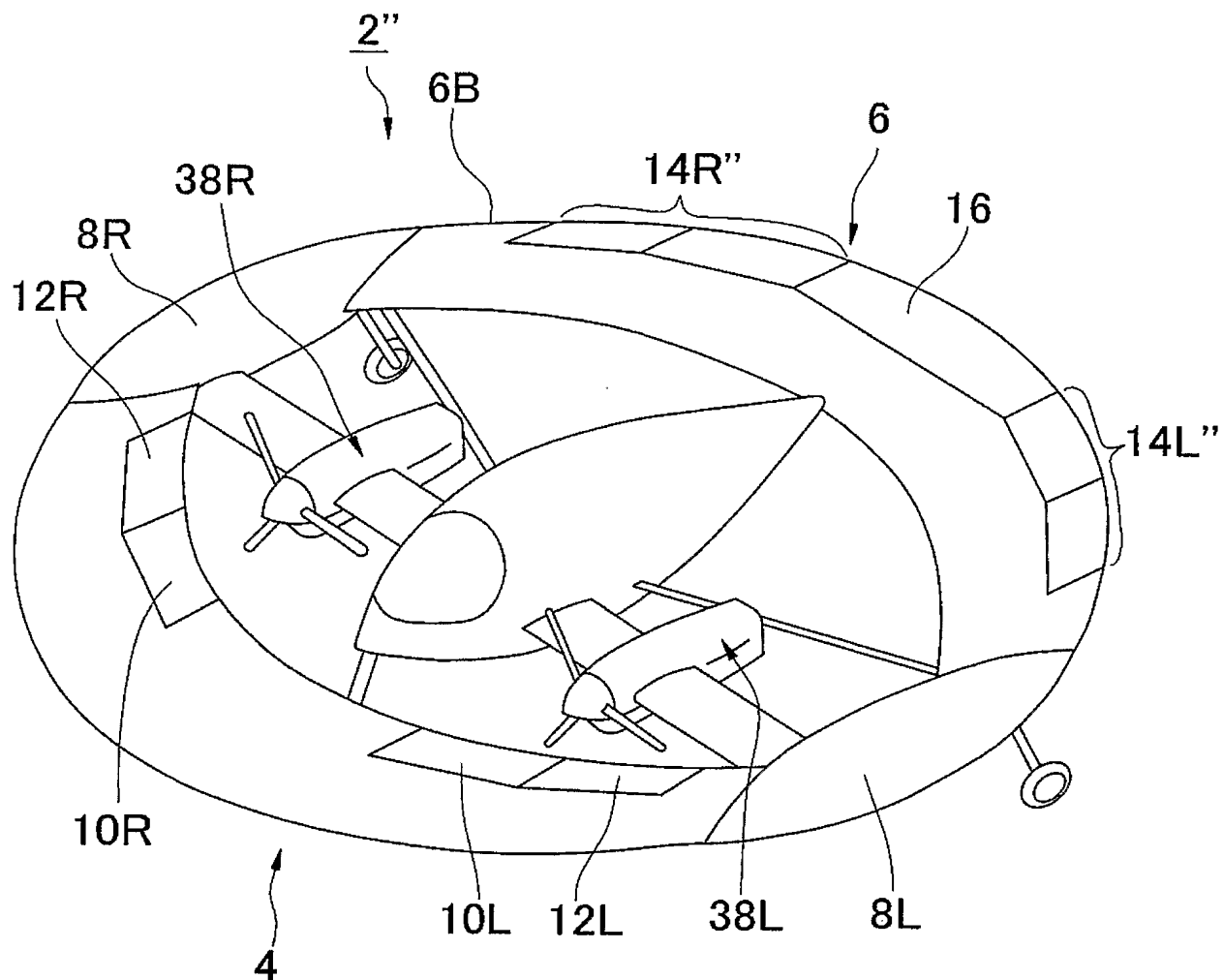
【図 7】



【図 8】



【図 9】



【書類名】 要約書

【要約】

【課題】 居住地域など危険地域において安全に飛行できる航空機を提供する。

【解決手段】 航空機 2 は、前縁 4 F、後縁 4 B、第 1 および第 2 の翼端を有し前方に向けて凸状に湾曲した平面形が弓型の前翼 4 と、前縁 6 F、後縁 6 B、および第 3 および第 4 の翼端を有し後方に向けて凸状に湾曲した平面形が弓型の後翼 6 と、前翼の第 1 の翼端と後翼の第 3 の翼端とを連結する第 1 の連結部 8 L と、前翼の第 2 の翼端と後翼の第 4 の翼端とを連結する第 2 の連結部 8 R と、前翼の後縁、後翼の前縁、第 1 の連結部の内側面、および第 2 の連結部の内側面により形成される中央開口部に配置され、プロペラ 3 7 L, 3 7 R で推進力を得るエンジン 3 8 L, 3 8 R と、を備える。

【選択図】 図 1

【書類名】 出願人名義変更届  
【あて先】 特許庁長官 殿  
【事件の表示】  
【出願番号】 特願2004- 94745  
【承継人】  
【識別番号】 504143441  
【氏名又は名称】 国立大学法人 奈良先端科学技術大学院大学  
【代表者】 鳥居 宏次  
【連絡先】 部署名 研究協力部 研究協力課 産官学推進室  
担当者 岡田 比呂志  
0 7 4 3 - 7 2 - 5 9 3 0 (直通)  
【手数料の表示】  
【予納台帳番号】 262387  
【納付金額】 4,200円  
【提出物件の目録】  
【物件名】 承継人であることを証明する書面 1  
【援用の表示】 特願 2 0 0 0 - 3 2 8 9 8 1 の出願人名義変更届に添付のものを  
援用する。

認定・付加情報

特許出願の番号	特願 2 0 0 4 - 0 9 4 7 4 5
受付番号	5 0 4 0 1 1 0 7 3 0 4
書類名	出願人名義変更届
担当官	小暮 千代子 6 3 9 0
作成日	平成 1 7 年 1 月 2 7 日

< 認定情報・付加情報 >

【提出日】 平成 16 年 7 月 1 日

特願 2 0 0 4 - 0 9 4 7 4 5

出 願 人 履 歴 情 報

識別番号

[ 5 0 0 4 6 6 7 3 9 ]

1. 変更年月日

2 0 0 0 年 1 0 月 5 日

[変更理由]

新規登録

住 所

奈良県生駒市高山町 8 9 1 6 番地 1 2

氏 名

財団法人奈良先端科学技術大学院大学支援財団

特願 2 0 0 4 - 0 9 4 7 4 5

出 願 人 履 歴 情 報

識別番号

[ 5 0 4 1 4 3 4 4 1 ]

1. 変更年月日

2 0 0 4 年 4 月 9 日

[変更理由]

新規登録

住 所

奈良県生駒市高山町 8 9 1 6 - 5

氏 名

国立大学法人 奈良先端科学技術大学院大学